

文章编号:1000-6893(2010)03-0487-06

# 倒置梯形涡流发生器与非对称超声速来流相互作用的短隔离段流动数值研究

曹学斌, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

## Numerical Investigation of Interaction Between an Inverse Trapezia Vortex Generator and an Incoming Asymmetric Supersonic Flow in a Short Isolator

Cao Xuebin, Zhang Kunyuan

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘要:** 为了有效地缩短超燃冲压发动机隔离段长度,在前期研究的等宽度平直斜楔基础上,用数值模拟的方法,研究了一种侧壁面后掠的倒置梯形涡流发生器,涡流发生器放置在隔离段进口厚附面层一侧。研究结果表明:加装倒置梯形涡流发生器后可在进出口压比相同的情况下,将隔离段长度减小40%左右,比等宽度平直斜楔多缩短5%;激波串长度随后掠角呈非线性变化,在一适当的后掠角下,激波串长度最小,它的总压恢复系数与等宽度平直斜楔处于同等水平。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 隔离段; 激波串; 倒置梯形涡流发生器; 数值仿真

**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** An inverse trapezia vortex generator based on a previous investigation of the full ramp is designed to shorten the isolator. The vortex generator is placed on the lower wall at the isolator entrance. Computational fluid dynamics simulations are performed on the isolator. Numerical results indicate that for the same backpressure the overall length of the isolator can be reduced by 40% with the introduction of the inverse trapezia vortex generator. Compared with the full ramp, the truncated length is improved by approximately 5%. The length of the shock train does not change lineally with the change of the swept angle. With the optimum swept angle design, the length of the shock train can be kept at the minimum, and the total pressure recovery coefficient in the isolator with an inverse trapezia vortex generator is at the same level as that of the full ramp.

**Key words:** scramjet; isolator; shock train; inverse trapezia vortex generator; numerical simulation

隔离段是超燃冲压发动机的一个重要组成部分,其主要作用为隔离进气道与燃烧室的相互作用,防止因下游燃烧室压力的突升而造成进气道的不起动<sup>[1]</sup>。隔离段内流动牵涉到一系列的内流气动力学问题,激波串不仅伴随着压力的上升,还存在激波振荡等复杂的非定常流动现象。虽然隔离段的研究是在超燃冲压发动机概念出现之后才开始的,但是作为隔离段内部流场基础研究的管内超声速流的激波/附面层相互作用早在1949年就开始了<sup>[2-3]</sup>。很多研究者对等直管内激波串的结构形态、压升规律、长度的预测以及激波串的自激振荡特性进行了研究<sup>[4-14]</sup>,得到了一系列有价值的结果。

自从F. S. Billig等提出隔离段概念以来<sup>[15]</sup>,人们发现如果有一个足够长的隔离段,燃烧室压

力就可以升到相当于一道喉道正激波压升的90%,而激波串却留在隔离段内,不会造成进气道不起动。可是不能仅仅因为这些就把隔离段设计的特别长,因为这会增加发动机的轴向长度和重量,而且还会造成相当大的摩擦损失<sup>[1]</sup>。除此之外,还要增加需要冷却的结构面积。所以,隔离段长度是一个相当关键的参数,在保证发动机稳定工作的条件下应尽可能短。

近年来,这个问题日益受到国内外研究人员的重视。国内王成鹏等<sup>[16]</sup>首先将E. P. Neumann等<sup>[3]</sup>在1951提出的十字中心隔板应用到隔离段上,并考虑了来流非对称的影响,提出了弯曲隔板,研究结果显示隔离段的长度能缩短三分之一左右。金亮等<sup>[17]</sup>证实隔离段内添加十字隔板后能有效地缩短其长度。国外的C. J. Tam等<sup>[18]</sup>开创性地提出了在隔离段内加斜楔来提高隔离段耐反压能力。在此基础上,本文针对高超声速进气

收稿日期:2009-01-16; 修订日期:2009-07-13

基金项目:国家自然科学基金(10572059)

通讯作者:张堃元 E-mail: zkype@nuaa.edu.cn

道出口的非对称来流条件,重点研究非对称来流下如何采用斜楔来有效地缩短隔离段长度。首先研究了等宽度平直斜楔,对此进行了数值模拟以及风洞试验,结果显示加平直斜楔确实是缩短隔离段长度的有效措施<sup>[19-20]</sup>。然后研究了一种侧壁后掠的倒置梯形涡流发生器,并对其流场进行了三维数值模拟,给出了加装倒置梯形涡流发生器后隔离段长度的缩减程度,并与等宽度平直斜楔进行了比较。

### 1 数值计算方法

计算采用 Fluent 软件,作者曾用 Carroll 实验<sup>[7]</sup>进行了算例验证,证明该软件对隔离段内流场的模拟具有一定的精度,能满足工程计算要求<sup>[19]</sup>。

由于流场左右对称,计算域取整个流场的一半。图 1(a)给出了计算域的选取情况,包括:附面层发展段、附面层排移槽、带倒置梯形涡流发生器的隔离段,其中倒置梯形涡流发生器放置在隔离段下壁面厚附面层一侧进口处,其形状如图 1(b)所示,与等宽度平直斜楔不同的是倒置梯形涡流发生器的侧壁面后掠扩张。为了模拟非对称入口来流,在隔离段上侧设计了附面层排移槽。图 1(a)中从左至右,超声速气流流过一定长度的附面层发展段,在隔离段进口形成一定厚度上下对称的附面层,上壁面的附面层可以通过附面层排移槽部分或全部排除,在隔离段入口形成下壁面附面层厚、上壁面附面层薄的气动布局。这种布局可以较好地模拟进气道出口的实际流场。本文数值模拟为完全非对称状态,即隔离段上壁面

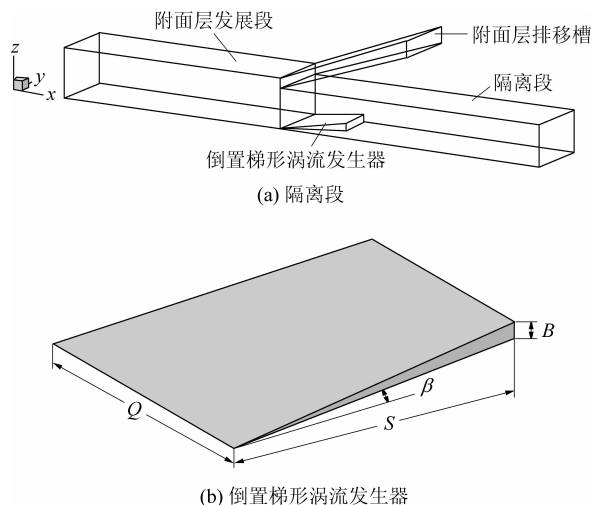


图 1 计算区域

Fig. 1 Computational domain

入口附面层经附面层排移槽完全排除。

数值模拟的几何条件:隔离段进口高度  $H_{in} = 20$  mm,出口高度  $H_{out} = 22$  mm,长度  $L = 300$  mm,宽度  $W = 45$  mm。倒置梯形涡流发生器长度  $S = 35 \sim 75$  mm,高度  $B = 2.7$  mm,前缘宽度  $Q = 45$  mm,后掠角  $\beta = 0^\circ \sim 22^\circ$ 。

流动条件:隔离段入口中心流马赫数  $Ma = 1.98$ ,总温  $T_0 = 302$  K,总压  $p_0 = 360\ 223.9$  Pa,背压  $p_{out} = 167\ 580$  Pa。

网格在壁面附近加密,离壁面最近的网格单元处旋涡的典型雷诺数  $y^+$  在  $30 \sim 60$  之间。湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  模型,壁面函数为标准壁面函数。计算收敛判据为各项残差下降到  $10^{-2}$  且不再变化。

### 2 结果分析

#### 2.1 倒置梯形涡流发生器的机理

图 2 为等宽度平直斜楔与倒置梯形涡流发生

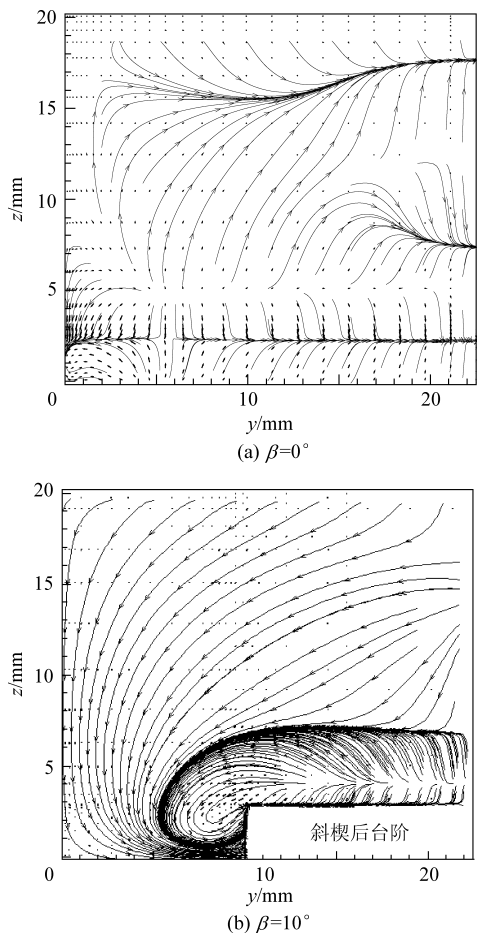


图 2 等宽度平直斜楔与倒置梯形涡流发生器的速度矢量图

Fig. 2 Velocity vector of full ramp and inverse trapezia vortex generator

器在后台阶下游 1 mm 处横截面的速度矢量图(图中只显示横截面的一半,且为了方便比较流向涡与后台阶的位置,图中也显示了后台阶的形状)。从图中可以看出,由于倒置梯形涡流发生器上壁面与侧壁面的压力差,气流会在其边缘处形成较强的流向涡。流向涡在向下游传播时对气流有卷吸作用,可将高能量的主流带入低能量的附面层内或带入分离的区域,进行动量交换,改善附面层流动以及抑制气流分离,因此增强了低能流的抗反压能力,而平直斜楔没有卷吸作用。

图 3 为不同后掠角时激波串的压升占隔离段总压升的百分比。由图可知,倒置梯形涡流发生器产生的斜激波确实承担了一部分压升,但与平直斜楔相比这部分相对小些。图 4 为相同反压下缩短 40% 的隔离段分离区图( $\beta=10^\circ$ )。从图中可观测出,侧壁面与下壁面的角区内有较小的分离区,而对称面上却有较大分离,这是由于气流通过面积扩张的侧壁面时膨胀,把角流区内的分离吹向对称面。与平直斜楔一样,后台阶对分离流的前传也有一定的阻滞作用,分离流并没有进入斜面上。

最后需要说明的是,虽然加装倒置梯形涡流发生器后隔离段前部分为内收缩通道,气流在激

波串前已部分压缩或膨胀,但由于倒置梯形涡流发生器完全埋在附面层内,其造成的流动损失不大。图 5 为后掠角变化时隔离段的总压恢复系数与未加装倒置梯形涡流发生器时的对比图。图中后掠角从等宽度平直斜楔的  $0^\circ$  到全后掠的  $22^\circ$  之间变化。与未加装倒置梯形涡流发生器相比较,有的总压恢复系数只是略微下降了一些,有的反而增加了一些,差别均不超过 0.01,因此可以认为隔离段加倒置梯形涡流发生器后的总压损失与未加此涡流发生器处在同等水平。

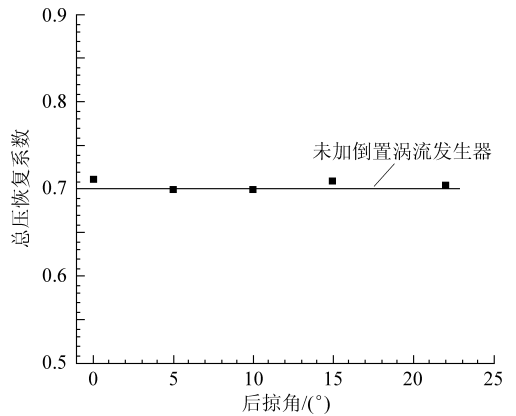


图 5 隔离段总压恢复系数图

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient of isolator

综上所述可知,倒置梯形涡流发生器改善隔离段性能的机理为:在隔离段入口处加一小段倒置梯形涡流发生器后,超声速气流流与其斜面时受到压缩产生一道斜激波,波后压力升高,而流经后掠的侧壁面时膨胀、加速,压力降低,与上表面的压差更大,因此在倒置梯形涡流发生器的尖锐边缘处上表面的气流发生膨胀,在侧壁产生流向旋涡,该旋涡的强度与倒置梯形涡流发生器侧壁的后掠角有关。流向旋涡在向下游传播过程中会卷吸高能流与低能流,增强两者的混合,增大了低能流的动能,从而提高了抗反压能力;其次加装倒置梯形涡流发生器后隔离段的压升由其斜面产生的斜激波承担了一部分,激波串承担的压升不再是整个隔离段内的压升,所以激波串长度自然短了,但与平直斜楔相比,这部分压升相对小些。最后,后台阶对壁面分离流的前传有一定的阻滞作用。当激波串前缘被推到后台阶时,若反压的增加不能引起后台阶斜面处气流分离,激波就很难越过台阶,因此激波串被“钉”在台阶附近,也就是说反压可以增加一定的裕度,而激波串却留在后台阶处。

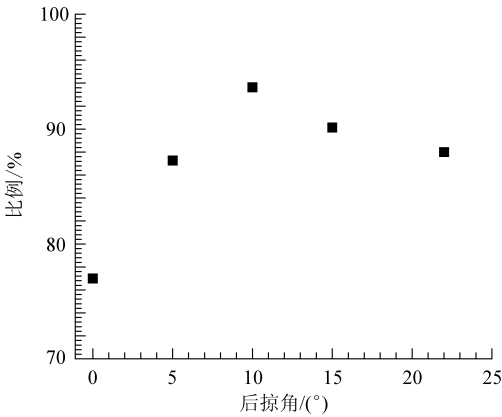


图 3 激波串压升占总压升的比例

Fig. 3 Proportion of shock train pressure rise

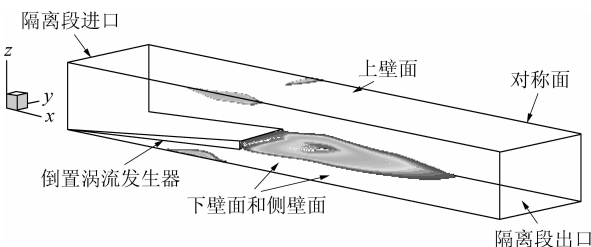


图 4 隔离段内分离区图

Fig. 4 Separated flow in isolator

### 2.2 后掠角的影响

图 6 为倒置梯形涡流发生器不同后掠角时在后台阶下游 1 mm 处横截面的速度矢量图(与图 2 一样,图中显示了后台阶的形状以便比较流向涡与后台阶的位置)。由图可知,随着后掠角度增加,中心涡移向对称面,涡的强度也有所增加,卷吸作用增强,但是随着后台阶面积的减小,其对分离流的阻滞作用也减小。因此,当两者均能发挥各自效能时,加倒置梯形涡流发生器的隔离段性能才能达到一个较好的状态。

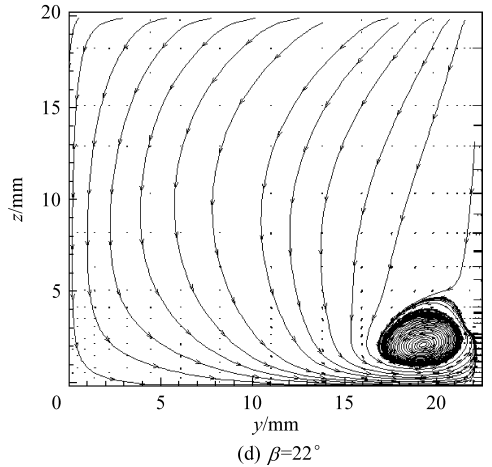
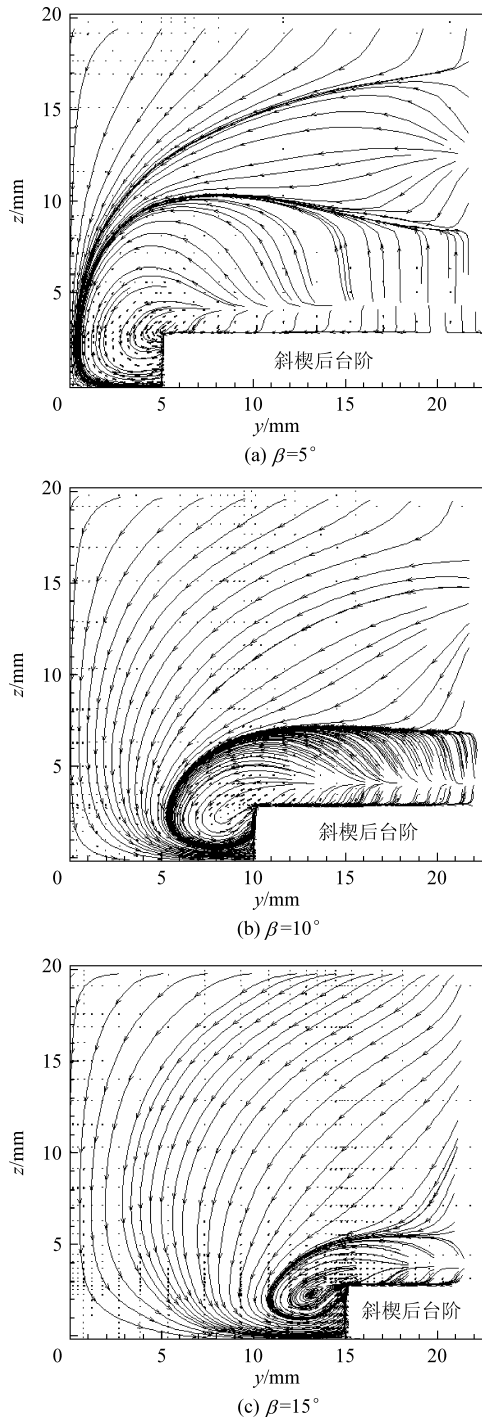


图 6 倒置梯形涡流发生器在不同后掠角时的速度矢量图

Fig. 6 Velocity vector of inverse trapezia vortex generator at different swept angles

图 7 为激波串长度随后掠角变化图,横坐标为后掠角度,纵坐标为激波串长度  $L_p$  与隔离段进口高度之比。后掠角从  $0^\circ \sim 5^\circ$  变化时,激波串长度减小; $5^\circ \sim 10^\circ$  变化时,激波串长度变化不明显;当后掠角再增大时,一直到全后掠状态(此时后掠角为  $22^\circ$ ),激波串前缘一直前移,激波串长度增加。可见随着后掠角度的变化,激波串长度的变化不是线性变化,而是存在拐点的。由此可知,为使倒置梯形涡流发生器更有效地改善隔离段性能,后掠角度应取得适当。关于其原因,推测为后掠角度适当时流向涡的卷吸作用以及后台阶的阻滞作用均能有效发挥,使得加装倒置梯形涡流发生器的隔离段性能变优。相同反压下,与等宽度平直斜楔相比,当后掠角度不太大时,激波串的长度均小于或等于平直斜楔的激波串长度。由此可知,通过合理的倒置梯形涡流发生器设计,可

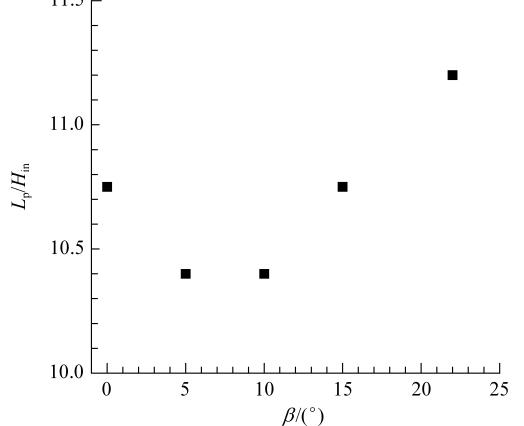


图 7 激波串长度随后掠角的变化

Fig. 7 Length of shock train vs swept angle

以得出较平直斜楔性能更优的短隔离段。

为了分析后掠角度变化导致激波串长度变化问题,取激波串前至隔离段出口为控制体(如图 8 所示),激波串前冲量函数为  $F_1$ ,隔离段出口冲量函数为  $F_2$ ,摩擦力为  $f_1$ ,运用一维流知识,得

$$f_1 = F_1 - F_2$$

假定激波串区域内的摩擦系数恒定,因此可知若  $f_1$  小,激波串长度  $L_p$  短,抗反压能力强,也就是激波串前与隔离段出口冲量函数差小,因此可以通过计算激波串前与隔离段出口冲量函数之差来分析激波串的长短。按这种分析方法得出不同后掠角下激波串前冲量函数与隔离段出口冲量函数之差,如图 9 所示,其变化趋势正好与激波串长度的变化趋势相同,因此可以认为激波串前冲量函数与隔离段出口冲量函数之差为判断加倒置梯形涡流发生器隔离段承受反压能力的重要指标。

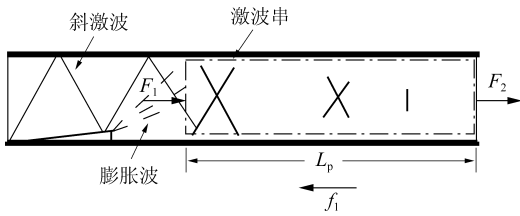


图 8 加装倒置涡流发生器后短隔离段流动简图

Fig. 8 Schematic sketch showing flow structure in short isolator

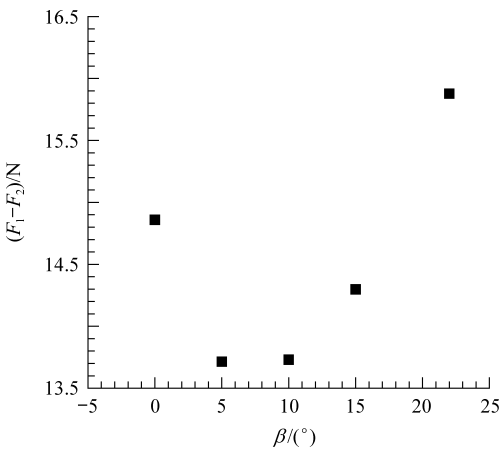


图 9 激波串前冲量函数与隔离段出口冲量函数之差

Fig. 9 Difference of impulse functions just before shock train and at outlet

### 2.3 隔离段长度的缩短

图 10 为相同的进出口压比下,加装倒置梯形

涡流发生器的短隔离段与基准隔离段马赫数图的对比。其中倒置梯形涡流发生器的相对长度  $S/H_{in}$  分别为 1.75, 2.75, 3.75 (用隔离段进口高度无量纲化), 后掠角均为  $10^\circ$ , 后台阶高均为 2.7 mm, 隔离段均缩短 40%。如图所示, 隔离段长度缩短 40% 时, 在相同反压下, 倒置梯形涡流发生器相对长度为 1.75 和 2.75 工况的短隔离段内的激波串均未吐出, 而相对长度为 3.75 的短隔离段内的激波串却被推出隔离段进口, 因此可知, 通过合理的倒置梯形涡流发生器设计, 可以在相同进出口压比下缩短 40% 的隔离段长度, 而隔离段加平直斜楔后的最大缩短量为长度的 35% [5], 由此也可知, 倒置梯形涡流发生器在缩短隔离段长度方面优于等宽度平直斜楔。

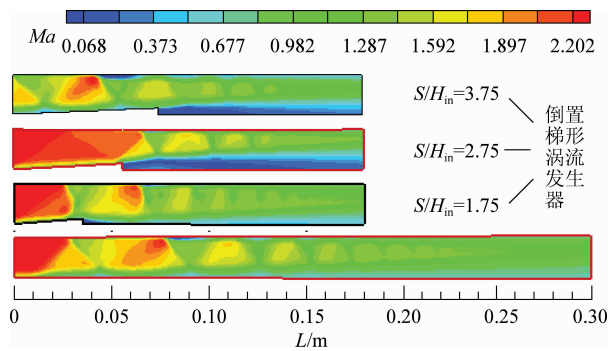


图 10 基准隔离段与短隔离段马赫数图

Fig. 10 Mach number contour on symmetry plane

### 3 结 论

(1) 在相同进出口压比下, 隔离段进口厚附面层一侧放置倒置梯形涡流发生器后可将隔离段长度缩短 40% 左右, 比平直斜楔多缩短 5% 左右。

(2) 在隔离段入口加装倒置梯形涡流发生器后, 在侧壁拉出的流向旋涡在下游的卷吸作用增大了低能流的动能, 从而提高了隔离段抗反压能力, 这与等宽度平直斜楔不一样。

(3) 相同反压下, 激波串长度随后掠角度的变化呈现非线性变化, 因此为使隔离段耐反压性能更好, 后掠角度应取得适当。

(4) 相同隔离段长度时, 隔离段加装倒置梯形涡流发生器后的总压恢复与未加倒置梯形涡流发生器处在同等水平。

(5) 激波串前冲量函数与隔离段出口冲量函数之差为判断加装倒置梯形涡流发生器隔离段承受反压能力的重要指标。它的值越小, 则激波串越短, 耐反压能力越高。

## 参 考 文 献

- [1] Emami S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet-combustion isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA, TP3502, 1995.
- [2] Neumann E P, Lustwerk F. Supersonic diffusers for wind tunnels[J]. Journal of Applied Mechanics, 1949, 16(2): 195-202.
- [3] Neumann E P, Lustwerk F. High-efficiency supersonic diffusers[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1951, 18(6): 369-374.
- [4] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [5] Sullins G A, McLafferty G H. Experimental results of shock trains in rectangular ducts[R]. AIAA-1992-5103, 1992.
- [6] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1): 33-100.
- [7] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular ducts[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(2): 186-193.
- [8] Carroll B F, Dutton J C. Turbulence phenomena in a multiple normal shock Wave/turbulent boundary layer interaction[C]//AIAA, 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference. 1990.
- [9] Carroll B F, Lopez-Fernandez P A, Dutton J C. Computations and experiments for a multiple normal shock/boundary-layer interaction[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 405-411.
- [10] Ikui T, Matsuo K, Nagai M, et al. Oscillation phenomena of pseudo-shock waves[J]. Bulletin of JSME, 1974, 17(112): 1278-1285.
- [11] Yamane R, Kondo E, Tomita Y, et al. Vibration of pseudo-shock in straight duct I-fluctuation of static pressure [J]. Bulletin of JSME, 1984, 27(229): 1385-1392, 1393-1398.
- [12] Sugiyama H, Takeda H, Zhang J P, et al. Locations and oscillation phenomena of pseudo-shock waves in a straight rectangular duct [J]. JSME International Journal Series II, 1988, 31(1): 9-15.
- [13] Le D B, Goynes C P, Krauss R H, et al. Experimental study of a dual-mode scramjet isolator[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1050-1057.
- [14] Le D B, Goynes C P, Krauss R H. Shock train leading edge detection in a dual-mode scramjet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1035-1041.
- [15] Billig F S, Dugger G L, Waltrup P J. Inlet-combustor interface problems in scramjet engines[C]//1st International Symposium on Air Breathing Engines. 1972.
- [16] 王成鹏, 张堃元. 非对称来流下带隔板的二维短隔离段研究[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 66-70.  
Wang Chengpeng, Zhang Kunyuan. Investigation for two-dimensional short isolator with a spacer under an asymmetric incoming airflow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 66-70. (in Chinese)
- [17] 金亮, 吴先宇, 罗世彬, 等. 隔离段反压对激波串起始位置的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 54-57.  
Jin Liang, Wu Xianyu, Luo Shibin, et al. Influence of back pressure on location of shock train in isolator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 54-57. (in Chinese)
- [18] Tam C J, Lin K C, Davis D, et al. Numerical investigations on simple variable geometry for improving scramjet isolator performance[R]. AIAA-2006-4509, 2006.
- [19] 曹学斌, 张堃元. 非对称来流下带斜楔的短隔离段数值研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 677-681.  
Cao Xuebin, Zhang Kunyuan. Numerical investigation of the short isolator with a ramp under asymmetric incoming flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 677-681. (in Chinese)
- [20] 曹学斌, 张堃元, 金志光. 带等宽度平直斜楔的非对称来流短隔离段实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2763-2767.  
Cao Xuebin, Zhang Kunyuan, Jin Zhiguang. Experimental investigation of short isolator with a full ramp under asymmetric incoming flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2763-2767. (in Chinese)

## 作者简介:

曹学斌(1984—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 内流气体动力学。

Tel: 025-84892240

E-mail: xuebincao@yahoo.com.cn

张堃元(1943—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 高超声速进排气气动力学。

Tel: 025-84892201-2100

E-mail: zkype@nuaa.edu.cn

(编辑: 赵利)